

論文

배열 압전 능동 센서를 이용한 복합재 보강판의 충격 손상 탐지

박찬익^{*,+}, 조창민^{*}

Impact Damage Detection in a Composite Stiffened Panel Using Built-in Piezoelectric Active Sensor Arrays

Chan Yik Park^{*,+}, Changmin Cho^{*}

ABSTRACT

Low-velocity impact damage in a composite stiffened panel was detected using built-in piezoelectric active sensor arrays. Using these piezoelectric active sensors, various diagnostic signals were generated to propagate Lamb waves through the structure and the responses were picked up to detect changes in the structure's vibration signature due to the damage. Three algorithms - ADI(Active Damage Interrogation), TD RMS (Time Domain Root Mean Square) and STFT (Short Time Fourier Transform) - were examined to express the features of the signal changes as one damage index. From damage detecting tests, two impact induced delaminations were detected and the location was estimated with the algorithms and diagnostic signals.

초 록

복합재 보강판에 영구히 부착된 배열 압전 능동 센서를 사용하여 저속 충격 손상을 탐지하였다. 압전 능동센서를 사용하여 구조에 램파를 전파시키기 위한 다양한 진단신호를 생성하였으며, 손상으로 인한 구조 진동의 특성 변화를 탐지하기 위하여 그 응답을 측정하였다. 이 신호 변화 특징을 한 개의 손상 지수로 표현하기 위하여 3가지 알고리즘-ADI(Active Damage Interrogation), TD RMS (Time Domain Root Mean Square), STFT(Short Time Fourier Transform) -이 검토되었다. 손상 탐지 시험을 수행하여, 사용한 기법과 진단신호로 저속 충격으로 인한 두 개의 층간분리를 탐지하였으며, 그 위치를 추정하였다.

Key Words : 구조건전성모니터링(Structural health monitoring), 복합재료(Composite materials), 능동센서(Active sensors)

1. 서론

종래의 금속재료에 대하여 탁월한 비강성 및 비강도 우수성을 가지고 있는 복합재료는 최근 개발되는 항공기의 주구조로 널리 사용되고 있다. 그러나 복합재 구조물은 제작 또는 운용 중에 발생하는 저속충격에 취약하다. 특히 이러한 충격 손상은 육안으로 확인이 불가능한 층간분리, 기지균열, 섬유파손 등의 손상을 유발하여 구조의 압축강도를 현저히 저하시킬

수 있다. 현재까지 항공기에 널리 사용되고 있는 손상탐지 방법은 X선, 초음파 이미징 및 와전류 검사와 같은 비파괴 검사이다. 그러나 이러한 검사를 위해서는 항공기를 정지시킨 후, 자격을 갖춘 검사자가 고가의 장비를 이용하여 해당부위에 접근하여야 하므로 항공기 운용측면에서 시간적 경제적 손실이 크며, 인간적인 오류의 가능성도 있다. 더욱이 복합재 구조물이 대형화되는 추세에 따라, 기존의 비경제적인 검사방안을 개선할 새로운 손상탐지 방법이 절

* 국방과학연구소

*+ 국방과학연구소, 교신전자(E-mail:pcy1216@add.re.kr)

실히 요구된다. 최근 활발히 연구가 수행되고 있는 구조 건전성 모니터링(SHM: Structural Health Monitoring)은 이러한 검사로 인한 손실을 개선하고, 검사의 복잡성을 최소화 하며, 정확한 진단을 제공함으로써[1] 수명주기 비용을 절감하고 항공기 가동률을 획기적으로 증가시킬 수 있는 방안[2,3]으로 주목되고 있다.

구조 건전성 모니터링은 영구히 장착된 센서를 사용하여 구조의 거동이나 손상을 모니터링하게 된다. 구조 건전성 모니터링 시스템은 크게 능동(active) 시스템과 수동(passive) 시스템으로 나눌 수 있다. 수동 시스템은 광섬유 센서, 변형률 게이지, 온도 센서와 크랙 게이지와 같은 수신만 가능한 센서를 사용하여 운용 중 구조물의 하중, 응력, 온도, 음향 등을 측정하는 시스템으로 센서가 장착된 구조와 상호 간섭이 없는 것이 특징이다. 능동 시스템은 구조에 능동센서를 영구 장착하여 구조물의 손상을 탐지하는 시스템이다. 능동센서로 대표적인 PZT(lead zirconate titanate) 센서는 초음파 램파(Lamb wave)를 구조에 전파하고, 또한 응답을 수신할 수 있어서 주목받고 있다. 램파는 두께가 얇은 판 구조에서 벌크파(bulk wave)인 P파와 S파가 평판 내부에 진행하며 평판 윗면과 아랫면의 자유 경계 조건을 만족하는 유도파(guided wave)의 일종이다. 램파는 다른 초음파와 비교하여 상대적으로 먼 거리를 전파하고 항공기와 같은 박판 구조의 손상과 상호 작용하여 응답신호가 변화하므로 구조 진단신호로 많은 연구가 진행 중이다[4].

본 연구에서는 실험실 수준의 능동 구조 건전성 모니터링 시스템을 이용하여 항공기 구조용 복합재 보강판의 저속 충격 손상을 탐지하였다. 충격손상은 저속충격 시험기를 이용하여 2개의 손상을 생성하였다. 구조에 진단파를 송신하고 그 응답을 측정한 센서검 작동기로는 복합재 보강판에 영구히 본딩한 16개 PZT 센서를 사용하였다. 손상 유무를 판단하는 손상지수 알고리즘은 ADI 기법[5], TD RMS 기법, STFT 기법[6]을 사용하였다.

2. 손상 지수 (Damage Index) 알고리즘

손상이란 구조나 기계 시스템의 재료 또는 기하학적 특성의 변화라고 할 수 있다. 이러한 변화는 이 시스템의 현재와 미래의 역할에 악영향을 주는 경제조건의 변화나 시스템 연결부의 변화도 포함한다. 따라서 손상은 건전했던 초기 상태에 대한 현재 시스템의 변화를 의미한다. 구조 건전성 모니터링에서 구조 손상을 탐지하는 방법을 3가지 단계로 구분할 수

있다. 우선 일련의 센서와 장비를 사용하여 손상이 없는 초기 상태부터 연속적 또는 주기적으로 시스템의 반응을 측정하여 시간에 따른 구조 시스템의 변화를 관측하는 것이 첫 단계이다. 두 번째는 측정된 데이터로부터 손상에 민감한 특성들을 추출하는 단계이다. 이때 이러한 특성의 추출방안이 손상지수 알고리즘이 된다. 마지막 단계는 이 특징들을 처리하여 현재 구조 시스템의 건전성을 정량적인 하나의 숫자로 표현하는 단계이며, 이 값이 손상지수가 된다. 현재까지 다양한 손상 지수 알고리즘이 제안되어 사용되고 있다. 본 논문에서는 비행체 구조에서 비교적 사용이 용이하고 손상의 탐지가 우수하다고 판단되는 다음 3가지 손상지수 알고리즘을 검토하여 보았다.

2.1 ADI (Active Damage Interrogation)

ADI 기법은 전형적인 주파수영역 매개변수를 사용하는 기법[5]이다. 보잉은 이 기법을 1996년에 개발하여 MD Explorer 헬기 로터의 복합재 플렉스 보(flex beam)에 존재하는 층간분리를 탐지하였으며[7], AV-8B 엔진 도어의 충격 손상과 나사 풀림 손상을 탐지[5]하였다.

손상 지수를 구하려면, 우선 손상이 없는 조건에서 여러 개의 데이터 조합을 측정하여 전달함수의 크기와 위상에 대한 평균치와 표준편차를 구한다. 다음으로 현재 상태의 전달함수를 구하고 다음의 수식을 이용하여 손상지수를 계산한다.

$$DI_{ADI} = \frac{\sum_{f_1=f_1}^{f_2} \left| |T_m(f_i)| - |\bar{T}_b(f_i)| \right|}{\sum_{f_1=f_1}^{f_2} \sigma_{|T_b|}(f_i)} \quad (1)$$

여기서 $T_m(f_i)$ 은 현재 상태 구조에 대하여 측정한 전달함수이며, $\bar{T}_b(f_i)$ 는 손상이 없는 상태에서 측정한 여러 데이터 조합 즉 기준(baseline) 데이터 조합(dataset)의 평균 전달함수이다. 또한 $\sigma_{|T_b|}(f_i)$ 는 기준 데이터 조합의 표준편차이다. 이 기법으로 손상지수를 구할 때, 압전재료에 부가되는 진단신호는 광대역 주파수 폭을 갖는 랜덤(random) 신호나 처프(chirp) 신호를 일반적으로 사용한다. 본 연구에서는 두 신호 모두 시험에 사용하였으나 본 논문에서는 결과가 좋았던 랜덤 신호 내용만 수록하였다. 이 기법의 손상 지수를 계산하기 위한 주파수 폭은 100 kHz(f_1)에서 500 kHz(f_2)을 사용하였다. 식 (1)은 전달함수에 크기를 이용하여 손상 지수를 구하는 수식

이며, 같은 방법으로 위상에 대한 손상 지수를 구할 수 있다. 그러나 본 논문에서는 손상 탐지가 상대적으로 우수하였던 전달함수 크기를 사용한 결과만 수록하였다.

2.2 TD RMS (Time Domain Root Mean Square)

ADI기법이 전형적인 주파수 영역 매개변수를 이용한 기법 이라면 TD RMS기법은 전형적으로 시간영역 매개변수 기법 이다. 이 기법의 손상지수 수식은 다음과 같이 표현된다.

$$DI_{TD RMS} = \frac{\int_{t_1}^{t_2} |S_m(t) - \overline{S_b}(t)|^2 dt}{\int_{t_1}^{t_2} |\overline{S_b}(t)|^2 dt} \quad (2)$$

여기서 $S_m(t)$ 와 $\overline{S_b}(t)$ 는 각각 새로이 측정된 신호이력과 손상이 없는 조건에서 여러 개의 데이터 조합인 기준 데이터 의 평균 신호이력이다. 또한 t_1 과 t_2 는 계산에 사용된 시간 간격을 의미한다. 이 기법을 위해서 특정 주파수 대역의 사인 벌스트(sine burst)와 웨이블릿(wavelet)신호를 진단신호로 사용 하였다.

2.3 STFT (Short Time Fourier Transform)

전 절에 소개된 두 개의 알고리즘이 주파수 영역과 시간 영역에서 손상지수를 구하는 알고리즘이었다면, STFT기법은 시간 영역과 주파수 영역을 동시에 고려한 알고리즘이다. STFT를 이용하면, 시간에 따른 주파수 성분의 에너지 변화를 3차원으로 표현하는 스펙트로그램(spectrogram)을 그릴 수 있 다. STFT를 이용한 손상지수 계산기법은 Ihn 등[6]에 의하여 제안되었는데, 본 논문에서는 다음과 같은 수정된 수식을 사 용하였다.

$$DI_{STFT} = \frac{\int_{t_1}^{t_2} |P_m(\omega_0, t) - \overline{P_b}(\omega_0, t)|^2 dt}{\int_{t_1}^{t_2} |\overline{P_b}(\omega_0, t)|^2 dt} \quad (3)$$

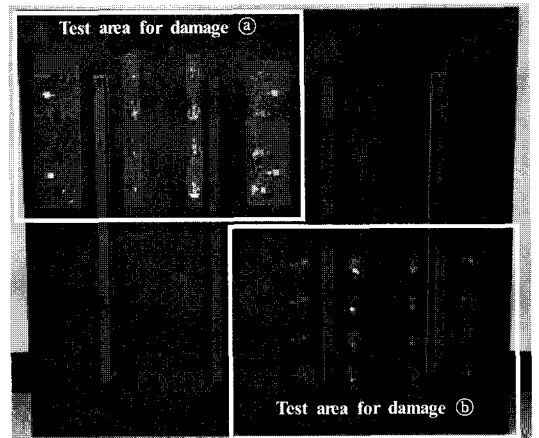
여기서 $P_m(\omega_0, t)$ 는 측정된 신호의 시간에 따라 변화하는 스펙트럼 크기(spectral amplitude)이며, $\overline{P_b}(\omega_0, t)$ 는 기준 데이 터 조합의 시간에 따라 변화하는 평균 스펙트럼 크기이다. 또 한 ω_0 는 손상지수 계산에 사용하기 위하여 선택된 특정 주 파수이며, 일반적으로 가진 주파수를 사용한다. 이 기법 또한

TD RMS 기법과 같이 특정 주파수 대역의 사인 벌스트와 웨 이블릿 신호를 진단신호로 사용하였다.

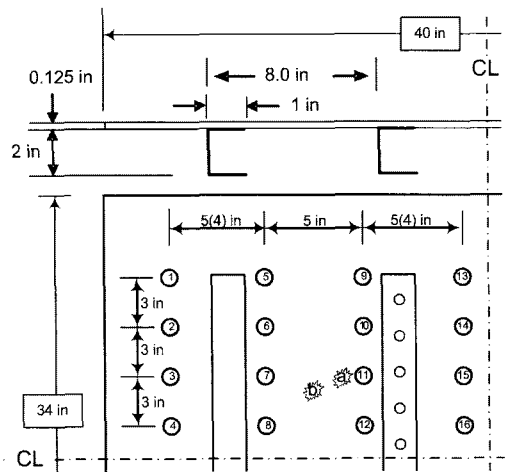
3. 시 험(Test)

3.1 시험 장비 및 PZT 센서

구조에 진단신호를 보내어 초음파를 발생시킬 때 1개의 PZT 센서에서 진단신호를 보내고 나머지 15개 센서에서 응답 신호를 수집하였다. PZT센서로부터 신호를 받는 데이터 수집 장비는 NI-PXI-8186 내장 컨트롤러(embedded controller)와 2 개의 8채널 NI-PXI-5105 디지털이저를 장착한 NI-PXI-1031 새시(chassis)를 사용하였다.



(a) Composite stiffened panel and test areas



(b) Panel size and sensor locations

Fig. 1 Composite stiffened panel and PZT sensor locations.

원하는 신호를 생성하기 위한 신호 발생기는 별개 컴퓨터에 장착된 NI-PCI-5412 임의 웨이브 폼 발생기(arbitrary wave form generator)를 사용하였다. 이 신호 발생기의 최대 출력 전압은 $\pm 6.0V$ 이며, PZT 센서의 특성 및 부가 주파수 조건에 따라 Piezo Systems사의 EPA-104-115 PZT 증폭기를 사용하였다. 소프트웨어는 NI Lab View Signal Express를 사용하여 신호 발생기와 데이터 수집장비를 제어하고 신호를 측정하였다. 능동 PZT 센서는 Acellent Technology Inc.의 SML-S1 센서를 사용하였다.

3.2 시편 및 PZT센서 위치

충격시험 및 손상탐지시험에 사용된 복합재 보강판은 T300/F593 (BMS-8-256) 라미나 $[0/90]_{\text{fabric}}$ 8개 층과 $[\pm 45]_{\text{fabric}}$ 7개 층이 교차로 적층된 하부평판 위에 $[0/90]_{\text{fabric}}$ 5개 층과 $[\pm 45]_{\text{fabric}}$ 4개 층이 교차로 적층된 보강재를 조립하여 만들어 졌다.

복합재 보강판의 하부평판은 Fig. 1과 같이 길이 40 inch, 폭 34 inch이며, 폭 1 inch, 높이 2 inch인 4개의 채널형 보강재가 8 inch 간격으로 상은 본딩(Fig. 1(b)의 좌측 보강재)되거나 볼트(우측 보강재)로 하부평판과 연결되었다. 충격시험은 Fig. 1(a)에서 보듯이 복합재 보강판의 두 영역을 이용하여 수행하였다. 저속충격 손상^㉔ 시험은 보강재가 없는 상태에서 시험을 수행하였으며, 이후 보강재를 부착한 상태에서 손상^㉕ 시험을 수행하였다. 손상^㉖ 시험은 육안으로 확인 불가능하고, 근접한 PZT 센서 경로상에 존재하지 않는 충격손상을 탐지하기 위하여 추가 수행되었다. PZT 센서는 각 손상 조건마다 그림에 표현된 위치에 16개를 부착하였는데, 세로 간격은 모두 3 inch이고, 손상^㉔ 시험의 경우 PZT 센서 각 열의 간격을 5 inch로 하였으며, 손상^㉕ 시험 시에는 PZT 센서 1열과 2열, 3열과 4열 사이의 간격을 4 inch 간격으로 변경하였다. 충격위치는 Fig. 1(b)와 같다.

3.3 충격 손상

손상은 저속 충격 시험기를 사용하여 생성하였다. 1차 시험은 1 inch 직경의 반구형 충격 팁과 9.75 lb 무게를 사용하여 250 lb-inch의 충격에너지를 가했으며, 2차 시험은 100 lb-inch 충격에너지를 가했다. 손상은 A 스캔 장비를 이용하여 층간분리 크기를 측정하였다. Fig. 2는 1차 충격시험 후 충격 지점의 전면 사진이다. A 스캔 장비로 측정된 층간분리는 약 1.5 inch 직경의 찌그러진 원 형태를 보여 주었으며, 후면에서 일부 섬유 파손이 관찰되었다. Fig. 3은 2차 충격시험 후 충격 지점의

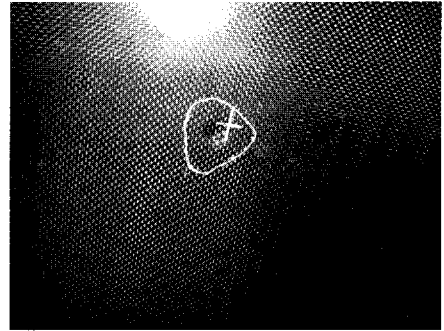


Fig. 2 A-scan result of damage ㉔.

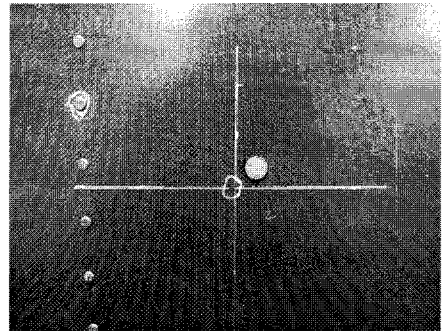


Fig. 3 A-scan result of damage ㉕.

전면 사진이다. 층간 분리의 크기가 1센트 동전(0.7 inch 직경) 정도의 크기를 나타냈으며, 비파괴 검사 결과가 없었다면, 전후면 모두 해당 부위에 손상이 있는지 육안으로 구분할 수 없는 손상(BVID: Barely Visible Impact Damage)이었다.

3.4 손상 탐지 시험 및 결과

손상을 생성하기 전에 기준 데이터 조합을 만들었다. 기준 데이터는 알고리즘 별로 선택된 진단신호에 대하여 5번씩 시험을 수행하여 이들 조합으로 구성하였다.

Fig. 4~Fig. 5는 PZT센서를 이용하여 구조를 가진시키기 위해 사용되어진 진단신호이다. ADI 조건에는 랜덤신호를 사용하였다. 사인 벨스트 신호와 웨이블릿 신호는 TD RMS 기법과 STFT기법에서 사용하였는데, 100, 200, 300, 400 kHz 주파수 대역의 신호를 진단 신호로 사용하였다. 계측 장치의 신호처리 시간은 진단신호의 종류 및 주파수 대역에 따라 다르게 설정하였다. 이는 랜덤신호의 경우 광대역 진단신호를 부가해야 하므로 상대적으로 긴 1 msec 동안 신호를 부가하고 응답을 기록해야 했으며, 400 kHz 웨이블릿 신호와 사인 벨스트 신호는 0.3 msec 동안의 기록만으로도 구조응답을 충분히 기록할 수 있었기 때문이다.

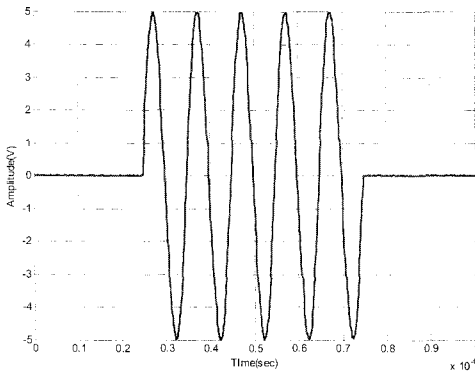


Fig. 4 100 kHz sine burst signal for TD RMS and STFT algorithms.

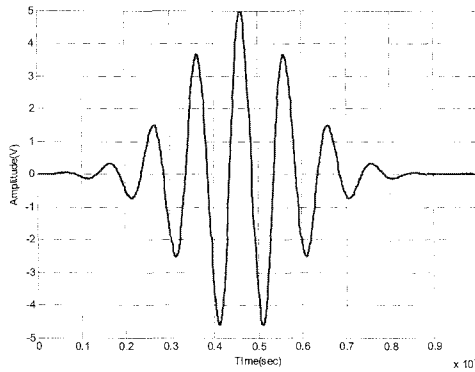


Fig. 5 100 kHz wavelet signal for TD RMS and STFT algorithms.

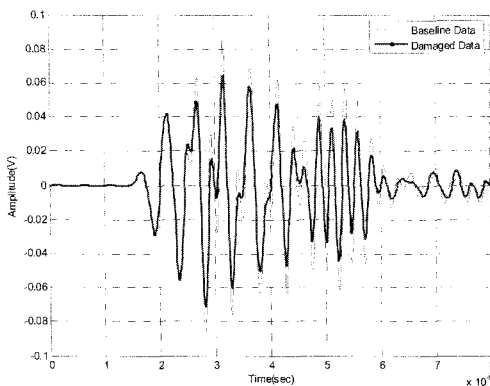


Fig. 6 Baseline and damaged signals of PZT 12 when 200 kHz sine burst signal was applied at PZT 7 under the damage ⑤ Case.

Fig. 6은 PZT 7번에 사인 벌스트 200 kHz 신호가 가해진 경우 PZT 12번에서 응답을 측정할 결과이다. 손상으로 인하여 그림과 같이 기준 데이터와 손상 데이터에 큰 차이가 나타나는

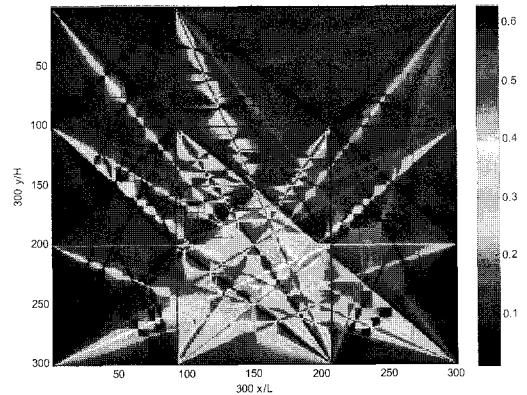


Fig. 7 Damage location estimation of the damage ⑥ using TDRMS algorithm(driving frequency: 100 kHz sine burst).

결과를 보여주고 있다. 그러나 본 연구뿐 아니라 실제 운용 구조물에 이와 같이 손상을 탐지할 때 수십 개의 PZT 센서를 사용하고 3개 정도의 손상지수 알고리즘과 10여 개의 진단신호를 사용하면, 모든 PZT 쌍의 신호를 관찰하여 신호의 차이를 분석한다는 것은 현실적이지 못하다. 따라서 대용량 시험자료를 압축하여 손상여부를 정량적인 값으로 표현하는 손상지수가 필수적이다. 또한, 개별 손상탐지 알고리즘마다 장단점이 있고, 알고리즘과 손상의 종류에 따른 최적 주파수 대역이 다르므로 가능한 여러 가지 알고리즘과 진단신호를 고려하는 것이 필요하다.

Table 1은 ADI 기법으로 계산한 손상④ 조건의 손상지수 표이다. 표에서 P는 송신 PZT를 의미하며, C는 수신 PZT를 의미한다. 손상지수가 대각선을 기준으로 대칭임을 알 수 있다. 이는 각 PZT 쌍에서 계산된 손상지수를 평균하여 나타내었기 때문이다. 11번 PZT 부근에서 손상이 발생하였으므로 11번 PZT와 관련된 손상지수 값이 크게 나타남을 알 수 있다. 이와 같이 손상이 크고 PZT 부근에 손상이 있는 경우 손상지수 값의 비교만으로도 손상의 위치를 쉽게 추정할 수 있었다.

Fig. 7은 수정된 직선 기법을 이용하여 충격손상 ⑥의 손상 지수를 형상화한 것이다. 그림에서 x축은 첫 PZT 열과 마지막 PZT 열을 300 등분으로 나눈 것을 의미(L = 13 inch)하며, y축도 같은 방법으로 첫 행과 마지막 행 사이를 300 등분한 것을 의미(H = 9 inch)한다. 또한 우측의 색깔 막대(color bar)는 손상지수를 의미한다. 이 그림에서 각 PZT쌍을 연결하는 직선의 색은 각 경로의 손상지수를 의미하며, 각 직선으로 구성된 폐 다각형의 내부 각 셀의 색은 내삽법에 의하여 계산된 것이다. 이 그림을 이용하여 손상위치를

Table 1 Damage index of impact damage ㉔ using ADI algorithm

	C1	C2	C3	C4	C5	C6	C7	C8	C9	C10	C11	C12	C13	C14	C15	C16
P1	0.00	1.94	0.75	0.73	1.17	1.90	3.85	1.27	1.53	1.27	26.54	4.54	2.42	4.80	6.38	14.05
P2	1.94	0.00	0.83	0.16	0.67	1.34	2.62	1.41	1.02	1.90	38.34	4.88	2.23	5.88	5.03	15.24
P3	0.75	0.83	0.00	0.38	0.35	1.26	0.86	0.14	2.42	4.35	36.02	3.93	3.61	6.14	11.41	6.06
P4	0.73	0.16	0.38	0.00	0.37	1.62	0.39	0.47	4.83	8.38	31.96	2.90	2.20	11.37	12.72	5.50
P5	1.17	0.67	0.35	0.37	0.00	0.80	8.22	3.39	0.65	0.40	28.40	16.88	1.45	2.54	5.16	5.20
P6	1.90	1.34	1.26	1.62	0.80	0.00	20.84	8.92	1.63	0.71	34.99	4.70	2.18	4.00	4.58	22.70
P7	3.85	2.62	0.86	0.39	8.22	20.84	0.00	3.10	2.06	2.07	40.03	3.32	6.74	9.00	17.71	12.11
P8	1.27	1.41	0.14	0.47	3.39	8.92	3.10	0.00	1.74	3.57	52.91	2.64	10.12	6.65	3.98	3.33
P9	1.53	1.02	2.42	4.83	0.65	1.63	2.06	1.74	0.00	0.09	11.58	18.51	2.97	2.49	1.99	1.48
P10	1.27	1.90	4.35	8.38	0.40	0.71	2.07	3.57	0.09	0.00	23.01	16.53	1.62	0.63	1.44	1.56
P11	26.54	38.34	36.02	31.96	28.40	34.99	40.03	52.91	11.58	23.01	0.00	8.14	8.38	11.50	11.33	11.98
P12	4.54	4.88	3.93	2.90	16.88	4.70	3.32	2.64	18.51	16.53	8.14	0.00	2.93	3.22	3.67	3.02
P13	2.42	2.23	3.61	2.20	1.45	2.18	6.74	10.12	2.97	1.62	8.38	2.93	0.00	4.03	1.81	1.31
P14	4.80	5.88	6.14	11.37	2.54	4.00	9.00	6.65	2.49	0.63	11.50	3.22	4.03	0.00	2.36	3.19
P15	6.38	5.03	11.41	12.72	5.16	4.58	17.71	3.98	1.99	1.44	11.33	3.67	1.81	2.36	0.00	3.04
P16	14.05	15.24	6.06	5.50	5.20	22.70	12.11	3.33	1.48	1.56	11.98	3.02	1.31	3.19	3.04	0.00

찾는 방법은 손상지수가 높은 붉은 선으로 이루어진 폐 다각형 내에 손상이 존재한다고 추정하는 것이다. 따라서 이 그림으로부터 대략적이지만 직관적으로 손상이 PZT 7, 8, 12, 11 사각형 안의 폐 다각형 내에 있음을 추정할 수 있다.

손상 지수의 값은 사용한 알고리즘에 따라 손상의 크기에 따라 값이 차이가 있었는데, 본 논문에서는 ADI 기법의 경우 약 5이상의 값을 가질 때, 기타 기법은 0.4-0.5이상의 값을 가질 때 손상을 의심할 수 있었다. 그러나 이 값은 손상의 종류 및 기준 데이터 조합의 크기에 따라 변화하며, 특히 ADI 기법의 경우 기준 데이터 조합이 많을수록 값이 작아지는 경향이 있다. Fig. 1과 Fig. 2에서 보듯이 충격손상 ㉔는 PZT 11 근처에 있을 뿐 아니라, 손상이 크고 섬유파손까지 유발되어 쉽게 추적할 수 있다. 하지만 충격손상 ㉕는 0.7 inch 직경의 작은 층간 분리 손상이면서도 PZT 간의 직선 경로상에 존재하지 않으므로 손상의 정확한 위치 추정이 어려웠다. 하지만 본 논문에서 제시한 3가지 기법의 손상지수를 조합하면, 손상이 존재함을 재차 확인할 수 있고, 추정영역도 좀 더 축소시킬 수 있었다.

한편 손상 ㉖의 경우 100 kHz의 사인 벨스트와 웨이블릿 진단 신호를 사용하여 TD RMS 기법과 STFT 기법 모두 비슷한 부위를 손상 위치로 추정하였다. 그러나 200 kHz 이상의 진단 신호를 이용한 손상탐지에서는 위치 추정이

어려웠다. 시험에서는 400 kHz의 진단 신호에 대한 센서의 반응이 기타 주파수 대역 신호에 비하여 크게 나타났다. 그러나 응답이 큰 신호가 손상탐지에 민감하지는 않았으며, 진단 신호의 손상에 대한 민감도는 구조, 센서 및 손상 따라 변하는 것으로 추정되었다.

4. 결론

본 논문에서는 실제 항공기 구조물과 유사한 복합재 보강판에 영구히 장착된 16개의 PZT로 이루어진 배열 압전 능동 센서를 사용하여 2개의 저속충격 손상을 탐지하였다.

구조의 손상에 민감한 특성을 추출하여 손상을 탐지하는 3가지 손상지수 알고리즘(ADI기법, TD RMS기법, STFT 기법)을 사용하였으며, 기법에 따라 진단신호를 변경하였다. 이 기법들은 완전히 독립된 손상 특성을 사용하였으나, 상호 보완하여 손상의 존재를 확인할 수 있었으며, 추정된 손상영역도 좀 더 축소시킬 수 있었다.

3가지 기법을 동시에 사용하여 섬유파손이 동반된 1.5 inch 직경의 층간 분리 손상뿐만 아니라 육안으로 확인이 불가능한 0.7 inch 직경의 층간 분리 손상도 탐지가 가능하였으며, 손상의 유무를 손상지수를 사용하여 표현하였고, 손상 지수를 형상화하여 손상의 위치도 추정할 수 있었다.

참고문헌

- 1) P. E. Lichtenwalner, E. V. White and E. W. Baumann, "Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technology," *Proceedings of 1998 SPIE Conference on Smart Structures and Materials*, Vol. 3326, 1998, pp. 406-417.
- 2) R. M. Kent and D. A. Murphy, "Analyzing the Cost/Benefit of the Use of a Structural Health Monitoring System," *Proceedings of the 3rd International Workshop on Structural Health Monitoring*, Stanford University, 2001, pp. 30-42.
- 3) B. Beral and H. Speckmann, "Structural Health Monitoring (SHM) for Aircraft Structures: A challenge for System Developers and Aircraft Manufacturers," *Proceedings of the 4th International Workshop on Structural Health Monitoring*, Stanford University, 2003, pp. 12-29.
- 4) J. R. Wait, G. Park, H. Sohn and C. R. Farra, "An Integrated Active Sensing System for Damage Identification and Prognosis," *Proceeding of 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference*, AIAA-2002-1545, 2002.
- 5) J. P. Dunne, D. M. Pitt, K. J. Kilian and D. A. Sofge, "Recent Advances in Active Damage Interrogation," *Proceedings of 42nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, AIAA-01-1442, 2001.
- 6) J-B Ihn and F-K Chang, "Detection and monitoring of hidden fatigue crack growth using a built-in piezoelectric sensor/actuator network: 1. Diagnostics," *Smart Materials and Structures*, Vol. 13, 2004, pp. 609-620.
- 7) P. Lichtenwalner, J. P. Dunne, R. Becker, and E. Baumann, "Active Damage Interrogation System for Structural Health Monitoring," *Proceedings of SPIE Symposium on Smart Structures and Materials*, Vol. 3044, 1997, pp. 186-194.